

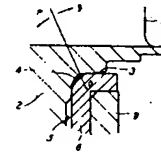
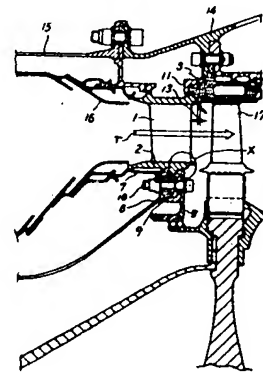
BEST AVAILABLE COPY

**(54) SUPPORTING DEVICE FOR NOZZLE-WING IN TURBO-FAN ENGINE**

- (11) Kokai No. 52-68610 (43) 6.7.1977 (21) Appl. No. 50-143297  
 (22) 12.4.1975  
 (71) KOGYO GIYUTSUIN (JAPAN)  
 (72) ICHIRO KATSUMATA (1)  
 (52) JPC: 51B731  
 (51) Int. Cl.<sup>2</sup> F01D9/02

**PURPOSE:** A nozzle-wing is so organized to be slanted axially that a nozzle-wing can be sustained by a "full cantilever" suspension system. In so doing, aimed at is to minimize the stress applied to both the nozzle-wing and the flange section when the engine is in operation, and to enhance the efficiency of the turbine by reducing the volume of leaked air.

**CONSTITUTION:** On the inner-side flange 2 supporting surface of the 1st stage nozzle-wing 1 of a turbo-fan engine, provided are a kerf 3, R-4 whose diameter is smaller than the radius of the supporting unit 6, and a sloped section 5. The flange 3 is inserted into the supporting unit 6. Moreover, in the above insertion of the flange, a sealing material 7, 8 and a spacer 9 are led into front and rear of the flange and supporting unit. Supporting the inner-radius of the nozzle-wing 1 is made by the fixture bolt 10. Under the above arrangement, in case when the gas power does not function, the clearance 13 of the rear section of the nozzle-wing 1 can be adjusted to be about 0.7 m/m. Moreover, the nozzle-wing can be displaced about 1.5 m/m to the forward and backward directions p, q, with 0 as its center, which is the center of the radius 4 of the inner-diameter side supporting unit of the nozzle-wing 1.





特 許 願 (F2)  
昭和50年12月4日

特許庁長官 斎藤英雄 殿

1. 発明の名称

ターボファンエンジンに於けるノズル翼の支持装置

2. 発明者

居所 東京都田無市向台町3丁目5番1号  
石川島播磨重工業株式会社 田無工場内

氏名 勝 又 一 郎 (外1名)

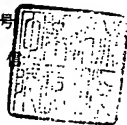
3. 特許出願人

居所 東京都千代田区霞が関一丁目3番1号

氏名 (114)工業技術院長 松 本 敬

4. 添付書類の目録

- (1) 明 細 書
- (2) 図 面
- (3) 願 書 副 本
- (4) 出願審査請求書



明 細 書

1. 発明の名称

ターボファンエンジンに於けるノズル翼の支持装置

2. 特許請求の範囲

ノズル翼のフランジの支持面にアールをサポート材のアールの径より小にして設けると共に段差部及び切欠部を設け、上記フランジをサポート材にスペーサを介し支持せしめて上記ノズル翼が傾斜し両持ち支持され得るよう構成したことを特徴とするターボファンエンジンに於けるノズル翼の支持装置。

3. 発明の詳細な説明

本発明は、ターボファンエンジンの運転時にそのノズル翼部及びフランジ部において生ずる応力を最小にし得るターボファンエンジンに於けるノズル翼の支持装置に関するものである。

航空用ガスタービンの高出力及び高性能化が絶えず要望されており、この要望を達成するために現在では系の作動圧力とタービンの作動温

① 日本国特許庁

公開特許公報

①特開昭 52-68610

④3公開日 昭52.(1977).6.7

②特願昭 50-143497

②出願日 昭50.(1975)12.4

審査請求 有 (全4頁)

庁内整理番号

6620 J2

⑤2日本分類

F1 B7J1

⑤1 Int. Cl?

F01D P/02

識別  
記号

度を上昇させる方法が最も有力視され、この方法に基づいて高温高圧作動タービンを有するエンジンが競って開発されつつある。

ガスタービン中で最も高温に晒されるノズル翼は冷却構造を有する等のことにより設計が複雑化するので、従来円環状に一体であつたノズル翼列を製造と組換えの作業を容易にするために単体翼又は少数の複数翼列として設計されることが多くなつた。又設計上、高温高圧力化のために使用温度時におけるノズル翼の強度、このノズル翼に及ぼされる空気力、熱膨脹、熱変形等が大きな問題になる。

従つて上記タービンにおいて、単翼化されたノズルセグメントをいかにして上記諸問題点を解決した方法で支持するかが重要な点である。

従来採用されていたターボファンエンジンのノズル翼の支持装置は、第3図に示すようにノズル翼(a)の内径側フランジ(b)をサポート材(c)にボルト(d)により固定して内径側でノズル翼(a)の片持支持を行うようにしたものである。

斯るものにあつては、ガス力が白抜き矢印(e)で示す如く作用するとノズル翼(4)の内径側とこのフランジ(4)に大きな曲げ応力が発生し、又組立状態におけるノズル翼(4)の外径後部の隙間(f)から二次空気が矢印(g)のように漏れる等のことによりガスタービンの寿命及び性能が劣化する。又タービン部の高温作動状態時に内径側サポート材(4)と外径側フランジ(4)の軸方向(i)の熱膨脹が異なる。即ち一般に内径側の温度が高いためサポート材(4)とフランジ(4)の軸方向(i)の変位量の差だけ隙間(f)が縮小される。この変位量に対し隙間(f)が大きい場合は、二次空気が漏れることによりガスタービンの性能が劣化し、逆に隙間(f)が小さい場合は、この隙間(f)部に力が作用してノズル翼(4)及びフランジ等に大きな熱応力が生じて部品の寿命を減少させることになり、いずれの場合でもタービン部にとつては正常な機能を妨げることになる。

本発明は、上記実情に鑑みてなしたターボファンエンジンに於けるノズル翼の支持装置に係

るもので、ノズル翼のフランジの支持面にアールをサポート材のアールの径より小にして設けると共に段差部及び切欠部を設け、上記フランジをサポート材にスペーサを介し支持せしめて上記ノズル翼が傾斜し両持ち支持され得るよう構成したことを特徴とするものである。

本発明の実施例について図面を参照しつつ説明する。

円環状に翼列を形成し翼ノ枚につきノ個のセグメントに別れているターボファンエンジンの第一段ノズル翼(1)の内径側フランジ(2)の支持面に、第2図に示すように切欠部(3)とサポート材(6)のアール径より小さい径のアール(4)と段差部(5)とを設け、このようにしたフランジ(2)をサポート材(6)の2又部に挿入し且つこのサポート材(6)の一側面にノズル翼(1)の前部シール材(7)を又サポート材(6)の他側面にノズル翼(1)の後部シール材(8)を配置して円筒形又はそれに相当する形状のスペーサ(9)を介し取付ボルト(10)により第2図に示すようにノズル翼(1)の内径側の支持を行

い、上記スペーサ(9)により取付ボルト(10)の締付トルク力が直接サポート材(6)に及んでフランジ(2)を締付けないようにしてノズル翼(1)の相対的傾斜を妨げないようにする。図中(11)は外径シール材、(12)はシユラウドサポート材、(13)は該サポート材(12)と外径シール材(11)との隙間、(14)はタービンケーシング、(15)は燃焼器ケーシング、(16)は燃焼器ライナ、(17)は第一段の動翼を示す。

上記のように構成したので、ガス力が働かない場合、ノズル翼(1)の後部の隙間(13)を約0.7mmに調整でき、ノズル翼(1)の内径側支持部のアール(4)の中心(O)を中心にして前後方向(矢印(p)(q)方向)に夫々1.5mm程度変位するように組立て得る。

今ターボファンエンジンが作動してガス流れが白抜き矢印(r)方向に存在する場合、ノズル翼(1)の前後に生じる圧力差とガス力によりこのノズル翼(1)が後方(矢印(q)方向)に傾斜して隙間(13)を零にする。従つてこの隙間(13)を通過して矢印(r)のように流れる二次空気の漏れを防止でき

てガスタービン性能の向上を図り得られると共に、ノズル翼(1)が内径側のフランジ(2)と外径側のシユラウドサポート材(12)とで支持されることになるのでノズル翼部とフランジ部における曲げ応力を減少させることができる。

又ターボファンエンジンの作動時において、定常、非定常時に各部材は夫々熱膨脹する。ノズル翼(1)の位置における熱膨脹による変位は、通常のエンジンにおいて内径側が外径側より高温であるので定常状態では隙間(13)が減少することになる。又非定常状態等において熱膨脹差が組立状態における隙間(13)(約0.7mm)より大きい場合、ノズル翼(1)が前方向(矢印(p)方向)に傾斜して前述したように隙間(13)が零の状態になつて不必要な熱応力がノズル翼部及びフランジに生じることを避けることができる。

尚本発明は、第一段のノズル翼を内径側で支持した場合について説明したが、外径側で支持する場合や二段以後のノズル翼に適用すること等は任意であり、その他本発明の要旨を逸脱し

5. 前記以外の発明者

居所 東京都田無市向台町3丁目5番1号  
石川島播磨重工業株式会社 田無工場内

氏名 鷺 谷 儀 正

ない限り種々の変更を加え得ることは勿論である。

以上述べたように本発明のターボファンエンジンに於けるノズル翼の支持装置によれば、

(i) ノズル翼を軸方向に傾斜可能に構成したので、運転時にノズル翼を常に両持ち支持状態にできてノズル翼及びフランジ部の応力を最少にすることができる。

(ii) 上記(i)項によりノズル翼の外径側(又は内径側)からの漏れ空気量を減少させることができ、ガスタービンの効率を高めることができる。

(iii) 高温運転時にノズル翼支持部の内径、外径側が各々熱膨張で延びる場合や、遷移状態で熱膨張の大きさが設計状態と異なる場合等においてもガス力によりノズル翼が傾斜するので、該翼とフランジ部の応力を最少状態にでき、又ガスタービン効率を高め得る。

(iv) 機構簡単にして容易に製作できる。

等の優れた効果を発揮する。

#### 4 図面の簡単な説明

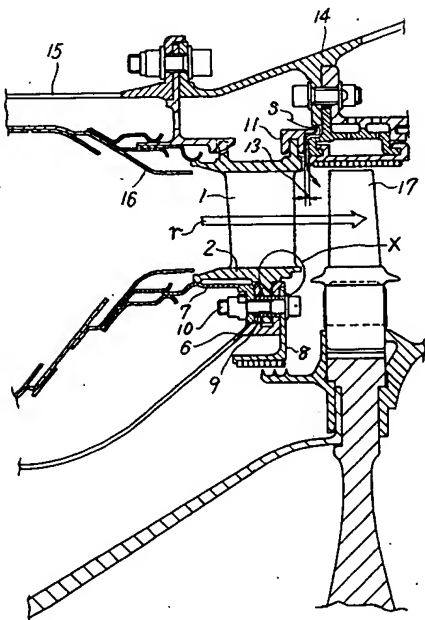
第1図は本発明のターボファンエンジンに於けるノズル翼の支持装置の構成を示す説明用縦断面図、第2図は第1図のX部の拡大図、第3図は従来のノズル翼の支持装置の構成を示す説明用縦断面図である。

(1) ... ノズル翼、(2) ... フランジ、(3) ... 切欠部、(4) ... アール、(5) ... 段差部、(6) ... サポート材、(7) ... 前部シール材、(8) ... 後部シール材、(9) ... スペース、(10) ... 取付ボルト、(11) ... 外径シール材、(12) ... シュラウドサポート材、(13) ... 隙間。

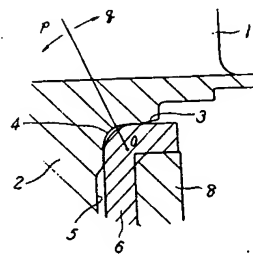
特許出願人

工業技術院長 松 本 敬

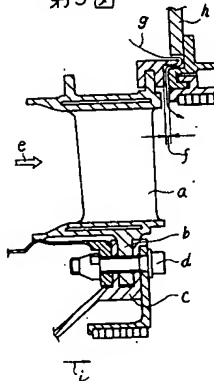
第1図



第2図



第3図



This Page is inserted by IFW Indexing and Scanning  
Operations and is not part of the Official Record

## BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☒ BLACK BORDERS
- ☒ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☐ FADED TEXT OR DRAWING
- ☒ BLURED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☒ COLORED OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☒ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☐ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REPERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: \_\_\_\_\_

**IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.**

As rescanning documents *will not* correct images  
problems checked, please do not report the  
problems to the IFW Image Problem Mailbox